

JERZY ŚWIDZIŃSKI

SAMOŁOT SZKOLNO-TRENINGOWY

TS-8 BIES



WYDAWNICTWO MINISTERSTWA OBRONY NARODOWEJ



**Rozwój samolotów szkolno-treningowych
w PRL (od góry):**

*Zak-3 z silnikiem o mocy 65 KM (1948 r.),
Zuch-2 z silnikiem o mocy 150 KM (1949 r.),
Junak-2 z silnikiem o mocy 160 KM (1951 r.),
Junak-3 z silnikiem o mocy 160 KM (1953 r.),
TS-8 Bies z silnikiem o mocy 320 KM
(1955 r.)*



Samolot TS-8 Bies w barwach wojsk lotniczych (fot. J. Amerski)

Samolot TS-8 Bies

Samolot TS-8 Bies jest znanym i popularnym samolotem szkolno-treningowym, który w znacznym stopniu przyczynił się do uzyskania wysokiego poziomu wyszkolenia pilotów naszych wojsk lotniczych. Wiele pilotów, którzy swe pierwsze kroki w powietrzu stawiali na Biesie, zasiada do dziś za sterami odrzutowych maszyn bojowych. Zaprojektowany wraz z silnikiem przez polskich konstruktorów, a następnie produkowany seryjnie przez polski przemysł lotniczy, samolot *Bies* stanowił w swoim czasie duże osiągnięcie polskiej myśli technicznej. Oblatany w 1955 r. *Bies* do dziś pozostaje w służbie i cieszy się uznaniem pilotów, którzy mieli okazję zetknąć się z tym udanym samolotem.

HISTORIA

SAMOLOTU

Historia samolotu TS-8 *Bies* rozpoczęła się właściwie jeszcze w latach czterdziestych. Wtedy to w ówczesnych Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych (LWD) w Łodzi główny konstruktor doc. inż. Tadeusz Sołtyk rzucił myśl zbudowania jednomiejscowego samolotu przeznaczonego do zaawansowanego treningu pilotów myśliwskich. Samolot o nazwie *Bies* miał być wolnonośnym dolnopłatem konstrukcji mieszanej, wyposażonym w chowane podwozie i silnik Argus As-10c o mocy 240 KM. *Bies* nie był jedynym projektem LWD. W niewielkich tych zakładach w latach 1945–1950 zaprojektowano i wykonano szereg udanych prototypów lekkich samolotów, głównie szkolno-treningowych. Niektóre z nich,

Rozwój samolotów szkolno-treningowych w PRL (od góry):

Zak-3 z silnikiem o mocy 65 KM (1948 r.),
Zuch-2 z silnikiem o mocy 150 KM (1949 r.),
Junak-2 z silnikiem o mocy 160 KM (1951 r.),
Junak-3 z silnikiem o mocy 160 KM (1953 r.),
TS-8 *Bies* z silnikiem o mocy 320 KM (1955 r.)

Recenzent:

mgr inż. Tadeusz Królikiewicz

Redaktor: Jerzy Domański

Zdjęcie na okładce: Jerzy Amerski

Plansze kolorowe: Julian Małejko

Opracowanie graficzne:

Stanisław Chorzewski

Redaktor techniczny: Jadwiga Jegorow

Wydawnictwo MON

Świdziński Jerzy: Samolot szkolno-treningowy TS-8 *Bies* Wwa 1974. Wydawn. Min. Obrony Nar. 8° s. 16 il. tab. tabl. [Seria] TBU z. nr 29

UKD 623.746.7

Lotnictwo

Broшура z serii TBU. Zawiera opis rozwoju historycznego, konstrukcji i działania polskiego samolotu szkolno-treningowego TS-8 *Bies*, bogato ilustrowana zdjęciami i rysunkami. Przykłady zastosowania w wojsku i lotnictwie cywilnym.

• Do nabycia w kioskach Ruchu i księgarniach Domu Książki



Twórcy *Biesa* (od lewej): dr inż. Jerzy Lamparski — szef grupy obliczeniowej, doc. inż. Wiktor Narkiewicz — konstruktor silnika WN-3, doc. inż. Tadeusz Sołtyk — główny konstruktor samolotu, mgr inż. Jerzy Świdziński — zastępca głównego konstruktora, mgr inż. Jerzy Winlarski — główny aerodynamik

Jak np. *Zak-3*, *Zuch-2*, a następnie *Junak*, były produkowane seryjnie. Pierwszy projekt *Biesa*, podobnie jak szereg innych ciekawych projektów LWD, nie został zrealizowany, z powodu likwidacji LWD w 1951 r. W latach tych następuje dynamiczny rozwój przemysłu lotniczego. Do produkcji wchodzi nowoczesny odrzutowy samolot myśliwski *Lm-1* (MiG-15). Wymaga to olbrzymiego wysiłku i koncentracji sił. Wydaje się, że nie można w takiej chwili rozpraszać sił na tworzenie własnych konstrukcji lotniczych. Ale wkrótce okazuje się, że ta teza jest fałszywa. Właśnie pojawienie się nowego sprzętu o znacznie wyższych parametrach i nie spotykanym dotąd stopniu trudności w obsłudze stawia na zupełnie nowej płaszczyźnie sprawę szkolenia załóg. Zaczyna się gwałtownie odczuwać potrzebę nowoczesnych samolotów do szkolenia i treningu pilotów. W tym stanie rzeczy doc. Sołtyk otrzymuje polecenie stworzenia nowego zespołu konstrukcyjnego i podjęcia pracy nad projektem samolotu szkolno-treningowego. Zespół zostaje utworzony w sierpniu 1952 r. w Instytucie Lotnictwa, którego dyrektorem naukowym był wów-

czas prof. dr inż. Władysław Flisdon. Gromadzą tu ludzie z różnych ośrodków i stron kraju: z Instytutu, WSK-Okecie i dawnego LWD, weterani przedwojennego przemysłu lotniczego i nowo upełnieni absolwenci politechnik i szkół technicznych. Inżynierowie W. Błaszczyk, S. Kowalski, J. Lamparski, S. Madeyski, R. Sznee, J. Świdziński, J. Winiarski, T. Zwanicki, technicy E. Bób, B. Biernacki, E. Budziński, E. Sulik, J. Tomaszewski stanowią początek biura konstrukcyjnego; inżynierowie T. Arcinowaki, W. Kamiński i J. Luboński — trzon biura technologii i fabrykacji.

Na deskach kreślarskich znalazły się w pierwszym chwila rysunki samolotu szkolno-treningowego *Chwot*. Była to unowocześniona wersja będącego ówczesnie w bieżącej produkcji i użytkowaniu samolotu *Junak-2*. *Chwot* przypominał *Junaka* zarówno sylwetką, jak i konstrukcją (mieszana) i jednostką napędową (silnik M-II PR o mocy 180 KM). Unowocześnienia polegały na zastosowaniu osłony kabiny o lepszej widoczności, a przede wszystkim na zastosowaniu chowanego podwozia (dwukołowego) oraz wyposażeniu samolotu w radiostację pokładową, której

Prototyp *Biesa* w locie



nie było w Junaku. Prace nad *Chiotem* zostały jednak wkrótce przerwane. Stało się bowiem jasne, że samolot ten nie zaspokoi w pełni rosnących potrzeb szkół lotniczych w zakresie nowoczesności szkolenia i treningu. Potrzebny był samolot o znacznie lepszych osiągnięciach niż mógł to zapewnić silnik o mocy 160 KM, o bogatszym wyposażeniu radiowo-nawigacyjnym oraz — może przede wszystkim, o chowanym podwoziu trójkolowym, niezbędnym do szkolenia i treningu pilotów w startach i lądowaniach, podobnych jak na samolotach odrzutowych.

Zespół docenta Sołtyka podjął natychmiast pracę nad projektem wstępnym samolotu o wymaganych własnościach. Przyjęto nazwę *Bies*, nawiązującą do wcześniejszego projektu samolotu zaawansowanego szkolenia i treningu. Samolot otrzymał też oznaczenie typu TS-3, jako ósma konstrukcja doc. inż. T. Sołtyka. Zanim jednak prace nad *Biesem* ruszyły „pełną parą”, zespół otrzymał jeszcze jedno zadanie. Lotnictwo wojskowe nie mogło dłużej czekać. Należało niemal natychmiast podjąć szkolenie na samolotach o trójkolowym podwoziu. W tym stanie rzeczy zapadła decyzja opracowania szybkiej przeróbki samolotu *Junak-2*, tzn. zastąpienia jego podwozia w układzie klasycznym trójkolowym podwoziem z kółkiem przednim. Zadanie zostało szybko i sprawnie wykonane. Samolot *Junak-3* o oznaczeniu TS-9, wyposażony w stałe, trójkolowe podwozie i radiostację pokładową, został oblatany w sierpniu 1953 r., a więc w rok po utworzeniu zespołu (!). Wkrótce też podjęto produkcję seryjną i samoloty *Junak-3* zostały przekazane szkołom lotniczym, wypełniając na pewien czas dotkliwą lukę sprzętową. Tak więc od połowy 1953 r. zespół mógł już poświęcić się wyłącznie pracy nad samolotem TS-8 *Bies*. Według założeń miał to być wolnonośny dolnopłat o nowoczesnej, całkowicie metalowej konstrukcji, ze skrzydłem o troskliwie wystudiuowanych kształtach aerodynamicznych, w celu zapewnienia samolotowi prawidłowych własności lotnych. Jako jednostkę napędową wybrano opracowany przez zespół doc. inż. Wiktora Narkiewiczca całkowicie polski silnik tłokowy WN-3 w układzie 7-cylindrowej gwiazdy, o mocy startowej 320 KM. Dla dwuosobowej załogi — ucznia i instruktora — przewidziano wygodną kabinę z miejscami jedno za drugim (tandem), bogato wyposażoną w dwa komplety przyrządów do lotów bez widoczności oraz w urządzenia radionawigacyjne. Trójkolowe podwozie chowane w locie miało upodobnić własności samolotu na ziemi do samolotów odrzutowych. Przewidziano również lekkie uzbrojenie ćwiczebne. *Bies* miał być uniwersalnym samolotem szkolno-treningowym o bardzo bogatym programie szkolenia, na który składało się szkolenie wstępne i podstawowe, szkolenie i trening w akrobacji, szkolenie w nawigacji i lotach bez widoczności oraz szkolenie w użyciu broni pokładowej.

Wszystkie te wymagania musiały być uwzględnione przy projektowaniu samolotu. Na etapie wstępnego projektu dokonano wyboru układu samolotu. Spośród dyskutowanych trzech wariantów wybrano układ konwencjonalny ze śmigłem ciągnącym, jako rokujący największą poprawność użytkowania oraz najkorzystniejszy pod względem zwartości i lekkości konstrukcji. Odrzucono natomiast warianty ze śmigłem pchającym i silnikiem położonym za kabiną załogi, w tym wariant dwubelkowy i wariant z przedłużonym wałem i śmigłem, umieszczonym w szczelnie między statecznikami pionowym i sterem. Warianty te byłyby bardziej podobne w odczuciu załogi do samolotów odrzutowych, jednak trudności z zabudową gwiazdowego silnika i przewidywane trudności z jego chłodzeniem wpłynęły na porzucenie tych rozwiązań.

Prace konstrukcyjne, opracowanie technologiczne, budowa prototypu, próby modelu w tunelu aerodynamicznym i próby statyczne, przeprowadzane na tzw. „zerowym” egzemplarzu,



Silnik gwiazdowy WN-3 konstrukcji doc. inż. W. Narkiewiczca

trwały dwa lata i w połowie 1955 r. samolot był gotów do prób. Po próbach naziemnych, włącznie z próbami funkcjonalnymi urządzeń pokładowych, w dniu 23 lipca 1955 r. pierwszy prototyp samolotu TS-8 *Bies*, oznaczony nr fabr. P-1, wzniósł się po raz pierwszy w powietrze. Obrotu dokonał pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa, inż. Andrzej Abłamowicz.

W roku 1955 oblatano również dwa dalsze prototypy samolotu Nr P-2 i Nr P-3. Nieco później wszystkie prototypy samolotu otrzymały znaki rejestracyjne: SP-GLF (P-1), SP-GLH (P-2) i SP-GLG (P-3).

Wszystkie prototypy samolotu poddane zostały intensywnym próbom w locie — fabrycznym i państwowym, które w pełni potwierdziły założenia konstruktorów i dowiodły wysokiej jakości samolotu. Nie oznacza to jednak, że próby

Pilot — oblatywacz inż. A. Abłamowicz po ndanym locie





Ogólny układ podwozia (fot. J. Amerski)



Podwozie przednie (fot. J. Amerski)

Podwozie główne (fot. J. Amerski)



przebiegały całkiem bez przeszkód. Ujawniono szereg usterek i wprowadzono niezbędne poprawki do konstrukcji, jak np. powiększono ustalenie wysokości. Samolot miał też kilka niezwykłych przygód. Pewnego razu jeden z pilotów wylądował „na brzuchu”, zapomniawszy wypuścić podwozie. Jak się później okazało, uszkodzenie samolotu w wyniku tego wypadku nie było zbyt poważne i samolot szybko wyremontowano. Wypadek ten stał się dodatkową, niezamierzoną próbą sprawności konstrukcji. Innym razem odleciało podczas prób przestawialne śmigło, co jednak nie przeszkodziło pilotowi bezpiecznie wylądować. Najgroźniejszą przygodę przeżył pilot doświadczalny inż. Ludwik Natkaniec. W czasie lotu w pobliżu lotniska otworzyły się zamki osłony śmigła i ta przesunęła się do przodu, uszkodzając śmigło. Wskutek wyłamania się jednej łopaty wystąpiła nierównowaga siła odśrodkowa, która spowodowała wybudowanie się całego śmigła. Pilot nie tracąc przytomności umysłu natychmiast otworzył podwozie i dzięki wysunięciu przedniego koła do przodu, przywrócił utraconą przez chwilę równowagę, po czym wylądował, zanim utracił prędkość. Pomimo tych przygód piloci doświadczalni polubili wrócić samolot, jego doskonale własności lotne, poprawne zachowanie się w powietrzu, podczas startu i lądowania, jego wygodną, prawidłowo rozplanowaną kabinę. Samolot zaczął też zdobywać uznanie w kraju i za granicą. W 1956 r. jeden z prototypów wystawiony został na Targach Poznańskich, a w następnym roku na Targach Lipskich.

Również w 1957 roku efektywnie pomalowany drugi prototyp SP-GLH, wyposażony w dodatkowy zbiornik paliwa pod lewym płatem oraz metalowe śmigło przestawialne Hamilton-Standard (zamiast stałego, drewnianego B-3), odbył przelot do Paryża i został zademonstrowany na tamtejszym międzynarodowym salonie lotniczym. Bies był już wtedy posiadaczem trzech rekordów międzynarodowych. Pierwszy z nich — wysokości lotu 7084 m — uzyskany został przez pilota inż. A. Abiamowicza w dniu 28 grudnia 1956 r. W 1957 roku pobito jeszcze dwa dalsze rekordy na pierwszym prototypie SP-GLF, odpowiednio przystosowanym, przez zabudowę w drugiej kabinie dodatkowego zbiornika paliwa i niewielkiego zbiornika oleju. W dniu 14 maja 1957 roku inż. Abiamowicz uzyskał w locie po obwodzie zamkniętym odległość 2884 km, a w dwa tygodnie później, w dniu 30 maja, inż. L. Natkaniec pobit rekord prędkości w obwodzie zamkniętym 2000 km — 317 km/h. Pierwszy i trzeci rekord zostały uctulone w klasie ciężarowej 1000—1750 kg. drugi (odległości) — w klasie 1750—3000 kg. Nie trzeba podkreślać, że trzy rekordy: wysokości, zasięgu i prędkości, zostały słusznie uznane za dowód wysokiej jakości samolotu.

W wyniku uzyskania ogólnie pozytywnej opinii samolot TS-3 Bies został przekazany do produkcji seryjnej. Pierwsza seria, tzw. informacyjna, w liczbie dziesięciu samolotów, została wyprodukowana w WSK-Okecie. Samoloty tej serii zarówno pod względem konstrukcji, jak i wyposażenia niewiele różniły się od prototypów. Po wyprodukowaniu zostały one przekazane do jednej z jednostek lotniczych, gdzie przeszły intensywne próby eksploatacyjne. W wyniku tych prób, we właściwej produkcji seryjnej w WSK-Mielec, znalazła się zmodyfikowana i ulepszona wersja samolotu oznaczona TS-3 BII, w odróżnieniu od wersji TS-3 BI produkcji WSK-Okecie. W WSK-Mielec zbudowano ogółem kilkadziesiąt samolotów tego typu w dziesięciu seriach, różniących się niektórymi szczegółami. Ostatnią wersją w produkcji była wersja TS-3 BIII. Poszczególne wersje różniły się głównie wyposażeniem, zwłaszcza radionawigacyjnym, i tak radiostację krótkofalową z anteną linkową zastąpiono radiostacją ultrakrótkofalową (UKF) z charakterystyczną skośną



Prasa o rekordach Biesa

antena mieczowa w tyle kadłuba. Radiopółkompas zmieniono na radiokompas. Dodano również odległościową busolę żyromagnetyczną, a w wersji BIII radiowysokościomierz i wskaźnik przelotu radiolaterni. Śmigło stałe B-3 zostało w wersjach BII i BIII zastąpione przestawialnym śmigłem WR-1, skonstruowanym w Instytucie Lotnictwa przez inż. Wiktora Rotha. Z uzbrojenia usunęto karabin maszynowy UBK-12,7 mm, pozostawiając jednak fotokarabin i celownik żyroskopowy.

Wraz z samolotem w produkcji znaleźli się również silnik WN-3. Był to pierwszy po wojnie silnik polskiej konstrukcji produkowany seryjnie (prototypy samolotu latały na prototypach silnika).

Seryjne Biesy zasilały stopniowo oficerskie szkoły lotnicze i jednostki wojskowe, gdzie stosowano je do szkolenia i treningu pilotów, głównie myśliwskich. Samoloty te przyczyniły się do znacznego podniesienia poziomu wyszkolenia załóg. Obecnie samolot TS-8 Bies nie jest produkowany. W procesie szkolenia pilotów szerokie zastosowanie znalazł szkolno-treningowy samolot odrzutowy TS-11 Iskra, zaprojektowany przez ten sam zespół konstrukcyjny. Jest to zresztą oznaka nowoczesności metod szkolenia naszego lotnictwa wojskowego i jego nadążania za światowym postępem w tej dziedzinie. Ale samoloty TS-8 Bies pozostały w służbie i nadal jeszcze służą do treningu pilotów, w wojsku i aeroklubach. W czasie swej wieloletniej „karier” wojskowej samoloty Bies wylatały łącznie ponad 250 000 godzin.

W drugiej połowie lat sześćdziesiątych kilkadziesiąt Biesów przeszło „do cywila” i zostało przekazanych do dyspozycji Aeroklubu PRL. Samoloty otrzymały zamiast biało-czerwonych szachownic cywilne znaki rejestracyjne i zostały użyte do szkolenia i treningu pilotów sportowych. Większa część cywilnych Biesów została skupiona w centrach wyszkolenia lotniczego, np. w Krośnie i w Łodzi, gdzie zorganizowano tzw. Lotnicze Przystosowanie Wojskowe II-go stopnia. Junacy LPW, którzy poprzednio przeszli pomyślnie szkolenie szybowcowe, zdobywają na Biesach szlify pilotów samolotowych. Wielu z nich zasiał później szeregi słuchaczy Oficerskich Szkół Lotniczych i zasiada ze sterami odrzutowych Iskiei.

Mimo swej wysokiej jakości samolot TS-8 Bies nie był prawie nigdzie eksportowany. Wyjątek stanowiły tu tylko dwa Biesy, specjalnie przystosowane do tropikalnego klimatu, które dostarczone zostały do Republiki Indonezji i użytkowane w bazie lotniczej w Bandungu. Prototypy Biesu długo jeszcze pozostawały w Instytucie Lotnictwa, gdzie przeprowadzono na nich szereg ciekawych prac doświadczalnych.

OPIS

KONSTRUKCJI

Konstrukcja samolotu odznacza się dużym stopniem nowoczesności. W swoim czasie stanowiła ona duży krok naprzód w porównaniu do poprzednio opracowywanych konstrukcji. Zarówno układ konstrukcyjny samolotu i jego ukształtowanie aerodynamiczne, jak też i szczegółowe rozwiązania konstrukcyjne poszczególnych zespołów świadczy o dokładnym przemysłowym każdym zagadnienia przez konstruktorów i technologów. Konstrukcja struktury nośnej odznacza się celowością, prawidłowym przebiegiem obciążeń i optymalizacją rozwiązań pod względem ciężaru. Przeznaczenie samolotu, wymagania stawiane jego osiagom i własnościom lotnym narzucały konstruktorom pewne rygory i nie pozwoliły stosować najprostszyszy rozwiązań, gdyż mogły one okazać się niekorzystne z punktu widzenia np. aerodynamiki. Tak więc aby obniżyć opór aerodynamiczny, w budowie samolotu zastosowano rury z łami wpuzczonymi, chociaż są one niewątpliwie trudniejsze technologicznie, to samo dotyczy innych rozwiązań, np. obłych kształtów kadłuba, skomplikowanej geometrii skrzydła itp. Ze względu na konieczność utrzymania kształtów aerodynamicznych pokrycie samolotu musiało być dość sztywne. Wykorzystano więc je do przenoszenia naprężeń, wybierając dla głównych zespołów samolotu konstrukcję półskorupową, z tzw. pracującym pokryciem. Oczywiście, zasady tej nie udało się zastosować w pełni, a to ze względu

Samolot TS-8 Bies w barwach cywilnych (fot. J. Amerski)





Seryjny TS-8 Bies na lotnisku fabrycznym

du na liczne wykroje w pokryciu, niezbędne ze względów funkcjonalnych i obsługowych (wykroje kabiny, podwozia, liczne wżerniki obsługowe itp.).

Na uwagę zasługuje opracowanie technologiczne samolotu. Bies był chyba pierwszym samolotem krajowej konstrukcji, który od najwcześniejszego etapu projektowany był przy uwzględnieniu zasad technologii i wykonawstwa warsztatowego. Zastosowany podział technologiczny samolotu na zespoły nie tylko umożliwił znacznie rozszerzenie tzw. frontu robót przy budowie samolotu, ale także ułatwił i uprościł operacje montażowe. Bardzo skrupulatnie przestrzegana była zasada, aby do minimum ograniczyć szwy nitowe, dostępne tylko z jednej strony. W tym celu konstrukcję skrzydła i kadłuba rozbito na szereg prostych zespołów, które mogły być nitowane przy wygodnym dostępie z obu stron. Już przy budowie prototypu zastosowano sztywne i wygodne przyrządy montażowe, składane ze standardowych, znormalizowanych elementów.

Inną zasadą technologiczną, realizowaną w konstrukcji, była redukcja liczby części uzyskiwana przez zastosowanie tzw. elementów integralnych, głównie w postaci skomplikowanych odlewów ze stopu magnezu, tzw. „elektroonu”. Przykładem może tu być np. obsada widelca kółka przedniego, która w Junaku 3 była spawana z kilkunastu elementów, w Biesie zaś stanowiła jedną jedyną część, odlaną, a następnie obrobioną. Podobnie wykonana była górna część goleni, węzły podwozia w kadłubie i skrzydle, elementy sterowania, jak pedały, dźwignie, konsole itp.

Jeszcze innym przykładem technologiczności było wykonywanie wszystkich elementów usztywniających, jak pasy dźwigara, podłużnice itp., w postaci tzw. profili wyciskanych

zamiast uzyskiwania ich metodą znacznie bardziej pracochłonnego gnięcia z blachy lub trzozowania.

Wszystkie te zabiegi i starania spowodowały, że samolot Bies, mimo swych złożonych kształtów okazał się łatwy i wygodny w produkcji. Trud włożony w uciechnologizowanie konstrukcji już w fazie opracowywania dokumentacji prototypowej sowiecie się opłacił.

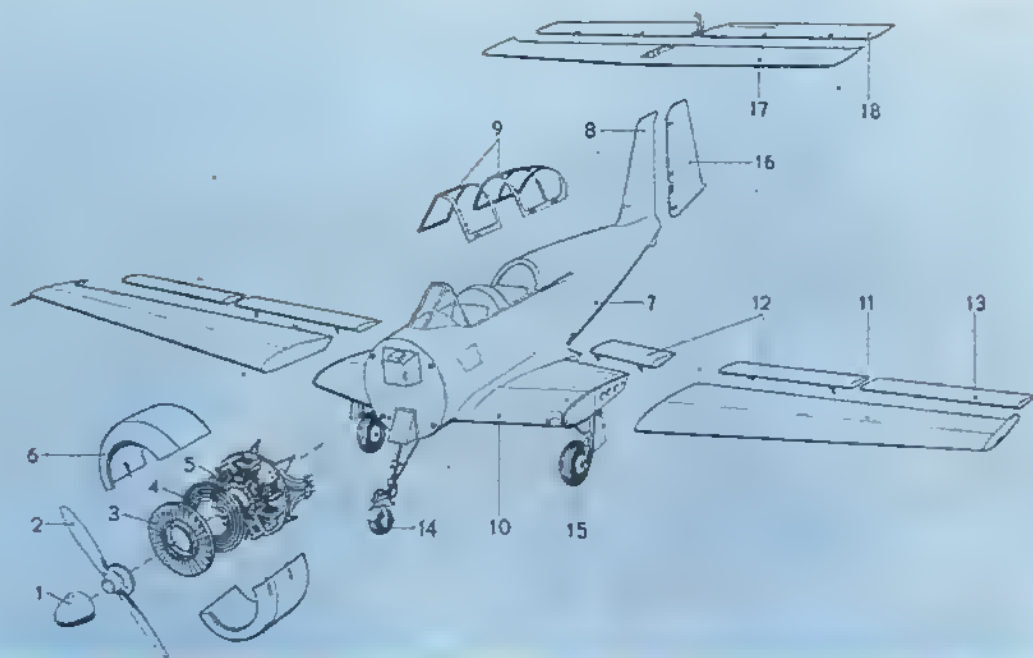
Samolot TS-8 Bies jest dwumiejscowym, jednosilnikowym, wolnonośnym dolnopłatem konstrukcji całkowicie metalowej, przeznaczonym do szkolenia i treningu pilotów w pilotażu podstawowym oraz w akrobacji, lotach nawigacyjnych i lotach bez widoczności.

Samolot ma wolnonośne, klasyczne usterzenie, chowane w łocie, trójkołowe podwozie z kołem przednim i bogate wyposażenie pokładowe. Siedzenia pilotów usytuowane są w tandem, przy czym uczeń siedzi z przodu, co przyczynia się do wyrobienia w nim poczucia samodzielności i ułatwia przejście z lotów z instruktorem na loty samodzielne.

Skrzydło samolotu odznacza się dość złożonym kształtem aerodynamicznym. Zastosowano obrys trapezowy o dość dużej zbieżności, z poszerzeniem części przykadłubowej skrzydła. W widoku z przodu skrzydło ma kształt rozrzwartej litery „W”, co oznacza, że części przykadłubowe mają wzniosło ujemny. Jest to korzystne z punktu widzenia aerodynamiki, gdyż daje niemal prostopadłe przejście powierzchni skrzydła w obły kształt kadłuba, obniżając tzw. opór interferencyjny. Jednocześnie załamanie skrzydła w dół pozwala na zmniejszenie długości goleni podwozia. Skrzydło jest ponadto skłębne aerodynamicznie i geometrycznie. Na załamaniu skrzydła przyjęto 12% profilu NACA 23012 i kąt nastawienia względem osi kadłuba 3°, ku

Samolot TS-8 Bies w barwach sił powietrznych Indonezji na lotnisku w Bandnngu





Podział technologiczny samolotu TS-8 Bies:

1 — kołpak śmigła, 2 — śmigło WR-1, 3 — żaluzja silnika, 4 — chłodnica oleju, 5 — silnik gwiazdowy WN-3, 6 — osłona silnika, 7 — kadłub, 8 — statecznik pionowy, 9 — osłony kabiny, 10 — skrzydło środkowe, 11 — skrzydło doczepne, 12 — kłapa, 13 — lotka, 14 — podwozie przednie, 15 — podwozie główne, 16 — ster kierunku, 17 — statecznik poziomy, 18 — ster wysokości

kadłubowi profil ulega stopniowemu pogrubieniu do 13%, a jednocześnie kąt nastawienia zmniejsza się do 0. W częściach skrajnych skrzydła kąt nastawienia maleje do wartości -1°. Taki rozkład profili i kątów nastawienia zapewnia prawidłowy rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości i zapobiega niesymetrycznym odrywom przepływu, mogącym doprowadzić do tzw. „zwalania się samolotu”.

Konstrukcyjnie płat zbudowany jest jako trójdzielny, tzn. składa się z części środkowej (tzw. centropłata) oraz części doczepnych.

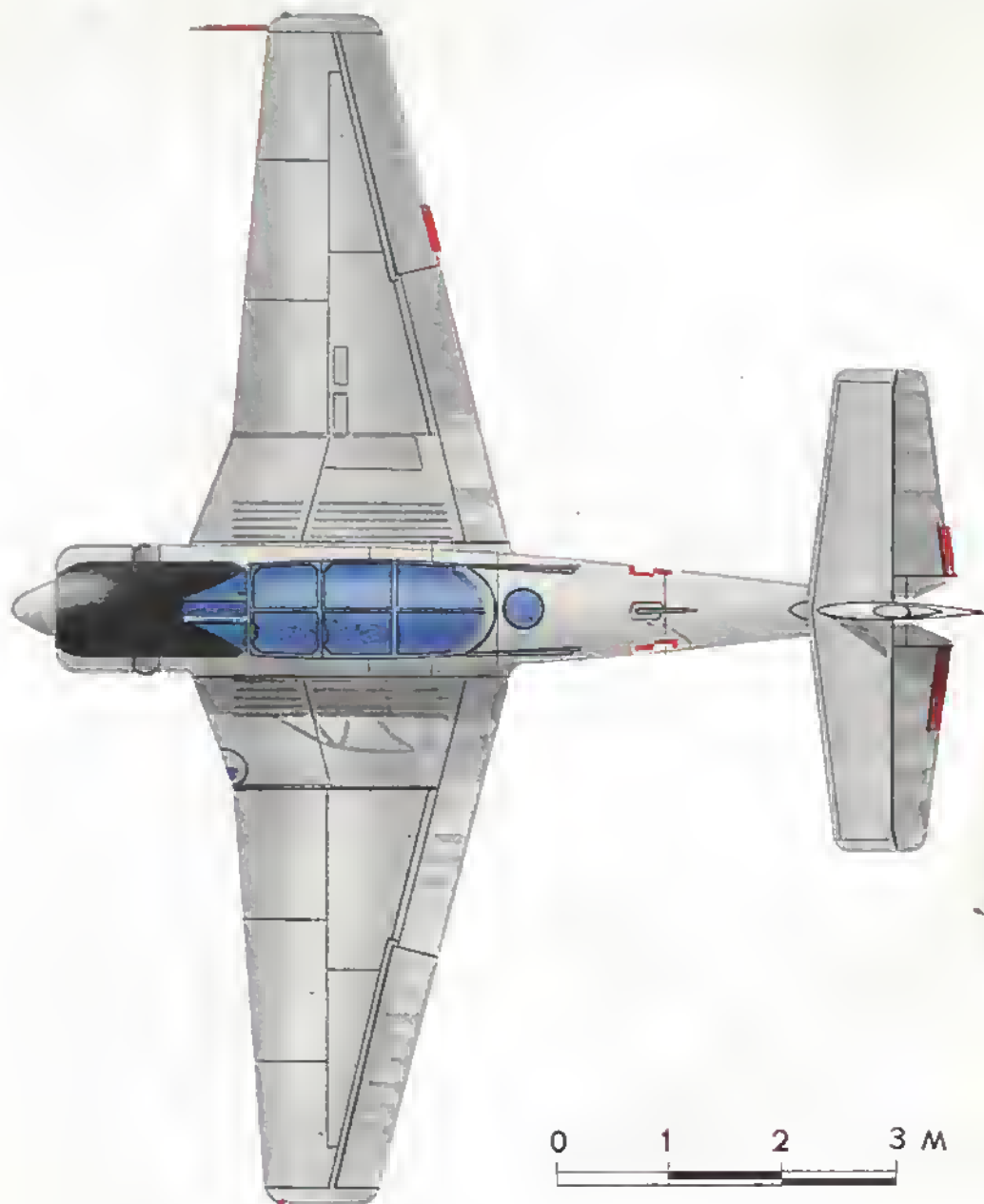
Skrzydło środkowe ma konstrukcję przejściową. W części podkadłubowej istnieje tylko pojedynczy dźwigar o grubych pasach duralowych. Na 1 żebrze dźwigar zagina się w dół i do tyłu. Pasy ściągają się na przestrzeli od żebra 1 do 4, a naprężenia z nich przenoszą się na wzmocnione podłużnicami pokrycie przedniej części, tworzące tzw. keson, czyli

komorę pracującą całym przekrojem również na skręcanie. Skrajne żebro (4) jest specjalnie wzmocnione, gdyż przenosi tzw. siły wtórne, występujące w załamaniu. Tylna, zadźwigarowa część konstrukcji skrzydła środkowego, jest elementem nie pracującym, podtrzymującym tylko umieszczoną na spływie kłapę, mieści się w niej również komora podwozia głównego. W nosku skrzydła środkowego, z lewej strony, mieści się reflektor. Na górnej powierzchni skrzydła środkowego, tuż przy kadłubie, znajduje się chodnik z wypukłych stalowych listew blaszanych, zaopatrzonych w wytłoczenia przeciwpółślizgowe. Rozpiętość skrzydła środkowego wynosi 3 m, co umożliwia transport rozłożonego samolotu koleją, bez przekroczenia tzw. gabarytów (skrajni) kolejowych. Skrzydło środkowe łączy się z kadłubem za pomocą kilku sworzni. Rozłączania skrzydła od kadłuba w czasie eksploatacji nie przewiduje się.

Skrzydło doczepne ma konstrukcję półkorupową z kesonem przednim, pracującym zarówno na skręcanie, jak i siły normalne (od giedła), a to dzięki użyczeniu blaszanego pokrycia wyciskany podłużnicami. Tylna część konstrukcji podpiiera tylko kłapy i lotki oraz uzupełnia aerodynamiczny kształt skrzydła. Ze względów technologicznych powłoki kesonu i tylnej części skrzydła dzielą się na górne i dolne, co ułatwia nitowanie z obustronnym dostępem. Skrzydła doczepne łączą się ze skrzydłem środkowym za pomocą kołnierzy wykonanych z giętych kątowników wyciskanych oraz dość dużej liczby śrub z nakrętkami samozabezpieczającymi. W ten sposób siły z jednej części skrzydła na drugą przenoszone są niemal w sposób ciągły. Połączenie kołnierzowe ostonięte jest osłoną z taśmy blaszanej. Na krawędzi spływu skrzydeł doczep-

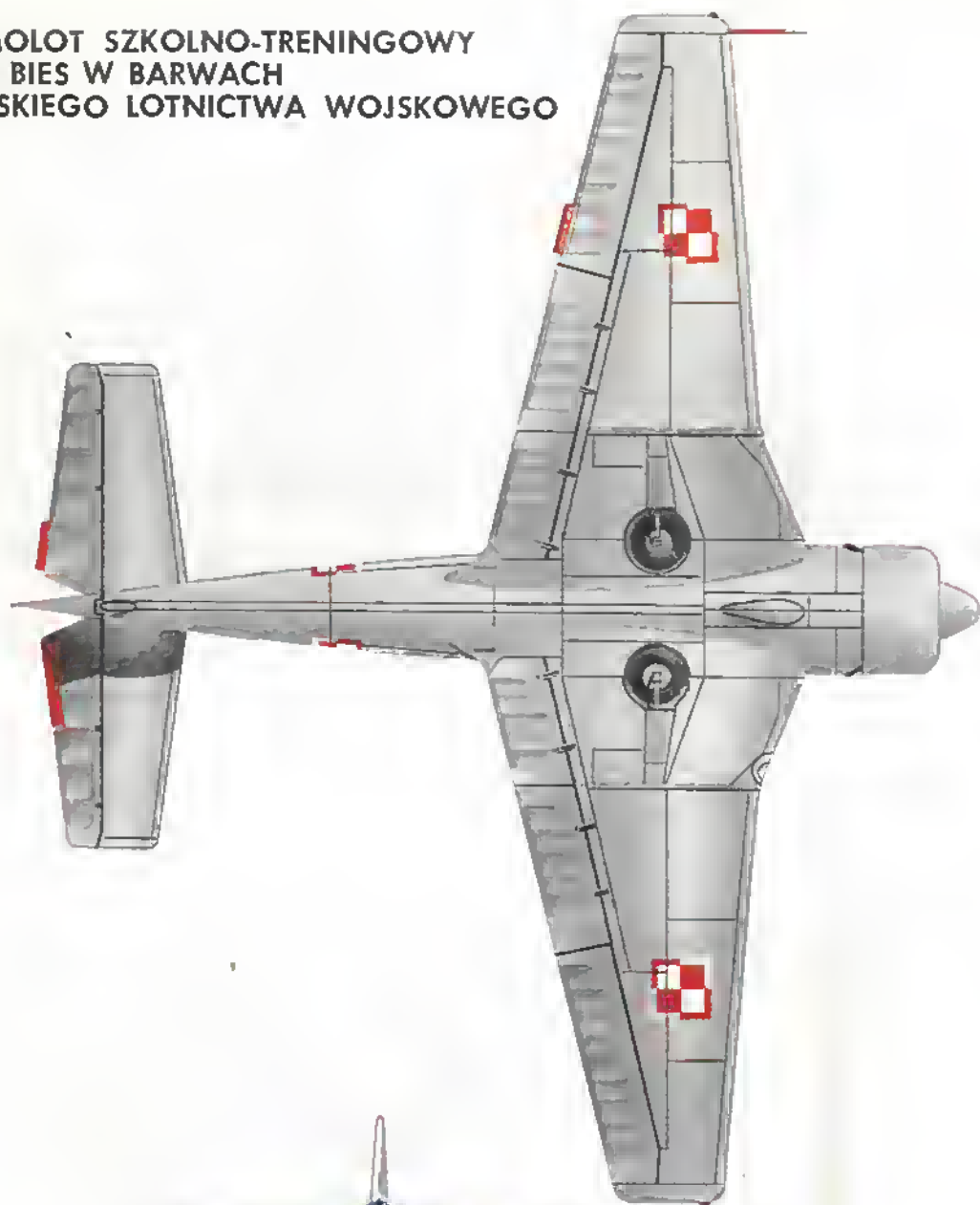
Kabina załogi (fot. J. Amerski)

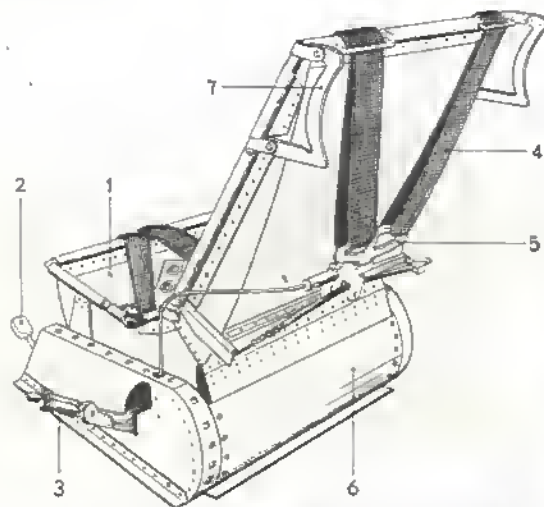




0 1 2 3 M

**SAMOŁOT SZKOLNO-TRENINGOWY
TS-8 BIES W BARWACH
PÓLSKIEGO LOTNICTWA WOJSKOWEGO**





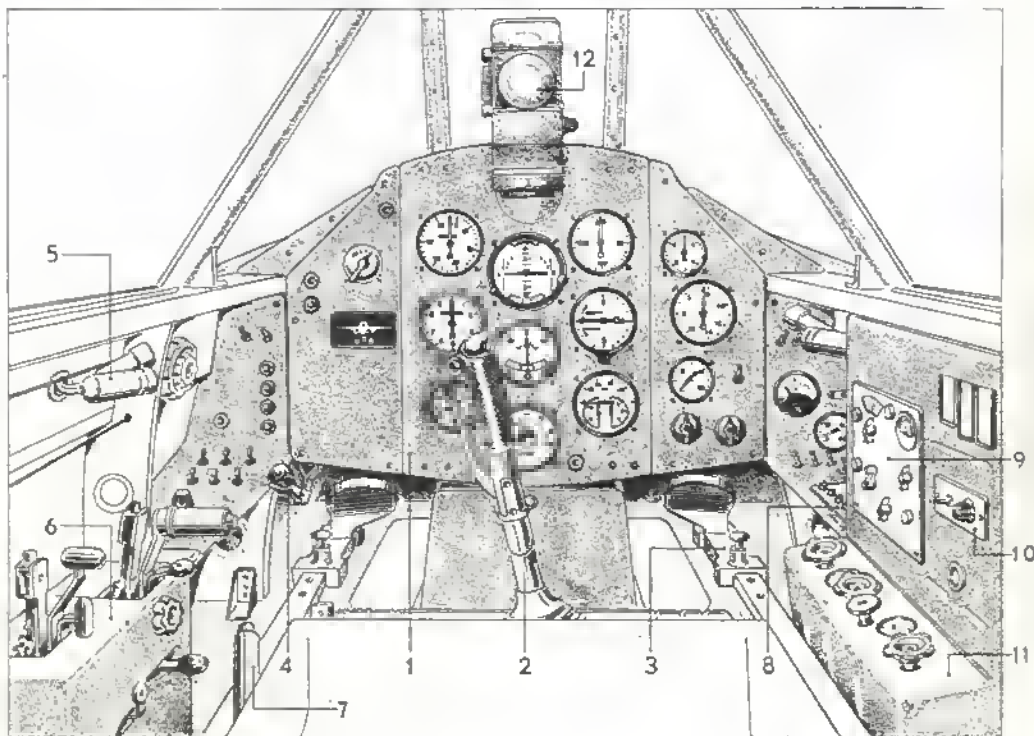
Fotele załogi: 1 — siedzenie, 2 — dźwignia regulacji pasów, 3 — dźwignia regulacji wysokości, 4 — prowadnica, 5 — regulator naciągu pasów, 6 — podstawa fotela, 7 — pasy

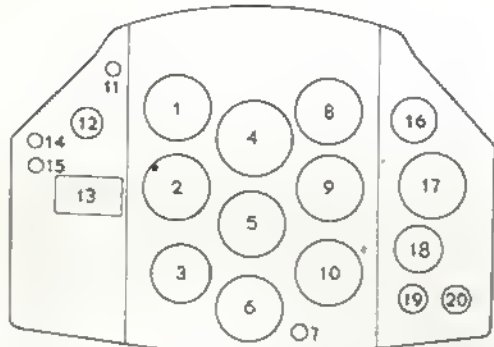
nych zawieszono są za pomocą trzech wsporników szczelinowych, różnicowe lotki. Oprócz tego na krawędzi spływu zarówno skrzydeł doczepnych, jak i skrzydła środkowego umieszczone są czteroczęściowe, jednoszczelinowe klapy wyporowe, których zadaniem jest zwiększenie współczynnika siły nośnej (wyporu) skrzydła podczas startu i lądowania. Klapy zawieszono są każda na dwóch wspornikach o obniżonej osi obrotu, przez co uzyskuje się przy wychyleniu jednoczesny efekt poszerzenia skrzydła. Klapy sprężone są za pomocą sztywnych cięgien (popychaczy) oraz systemu dźwigni i wychylane za pośrednictwem dźwignika pneumatycznego, umieszczonego centralnie w kadłubie, pod kątem: 10° przy starcie i 30° przy lądowaniu. Zarówno klapy, jak i lotki zbudowane są z rurowych dźwigarów stalowych, do których przymocowane są duralowe żebra blaszane, połączone także listwą spływu. Całość kryta jest płótnem.

Kadłub o korzystnym aerodynamicznie, obłym kształcie i przekroju eliptycznym ma w zasadniczej części konstrukcję półskorupową, złożoną z pracującego pokrycia duralowego, usztywnionego wyciskanyymi kątownikami i wręgami z blachy duralowej. Kadłub podzielony jest technologicznie wzdłuż płaszczyzny symetrii na dwie połowy, które nituje się oddzielnie z obustronnym dostępem, a następnie składa w jedną całość. W rejonie skrzydła konstrukcja kadłuba składa się z trzech wzdłużnych pionowych płyt zmknących od góry podłogę kabiny i przedzielonych w poprzek wręgą głównego dźwigara. W

Przednia kabina wersji TS-8 BII Bies:

1 — tablica przyrządów pokładowych, 2 — drążek sterowy z dźwignią hamulców, 3 — pedał sterowania kierunkiem (z regulacją), 4 — dźwignia wypuszczania podwozia, 5 — oświetlenie kabiny — zwykłe i nadfioletowe, 6 — zespół dźwigni sterowania zespołem napędowym, 7 — dźwignia regulacji fotela, 8 — pniłpit sterowania radiostacją R-800, 9 — pulpit sterowania radiokomпасem ARK-5, 10 — tabliczka abonenta telefonu pokładowego SPU-2, 11 — pokrętła i manometry pokładowej instalacji pnenmatycznej, 12 — celownik





Tablica przyrządów pokładowych przedniej kabiny w wersji TS-8 BII:

1 — prędkościomierz, 2 — wysokościomierz, 3 — zegar czasowy, 4 — sztuczny horyzont, 5 — zakreślomierz i chyłomierz poprzeczny, 6 — paliwomierz, 7 — lampka „reszta paliwa”, 8 — wskaźnik radiokompassu, 9 — wariometr, 10 — kontroler silnika, 11 — przycisk cewki rozruchu silnika, 12 — wyłącznik iskrowników, 13 — wskaźnik położenia podwozia, 14 — lampka „wypnść podwozie”, 15 — przycisk sprawdzenia lampki, 16 — obrotomierz, 17 — manometr ładowania, 18 — termometr mieszanki, 19 — wyłącznik oświetlenia kabiny, 20 — opornik lamp nadświetlowych

ten sposób tworzy się w przestrzeni podpodłogowej pięć komór. Komorę centralną zajmuje w locie złożone podwozie przednie, a w komorach bocznych znajdują się zbiorniki paliwa i agregaty instalacji sprężonego powietrza. Kabina załogi zajmuje część kadłuba mieszcząca się nad skrzydłem. Wykroń kabiny wzmocniony jest sztywnej ramą z blachy duralowej. Fotele załogi umieszczone są w tandem, jeden za drugim. Fotele wykonane są z blachy. Siedzenia foteli przystosowane są do spadochronów siedzeniowych. Fotele mają urządzenie do regulacji wysokości za pomocą umieszczonej z lewej strony dźwigni oraz urządzenie do regulacji naciągu pasów. Pasy bezpieczeństwa są typu czteroczęściowego (piersiowe i brzuszne) z regulacją długości i sztywno otwieranym zamkiem. Tylny fotel ma składane oparcie w celu stworzenia dostępu do agregatów radiowo-awaryjnych, umieszczonych w tej części kadłuba. Oba miejsca załogi wyposażone są w sterownice ręczne i nożne (dwuster), tablice pokładowe z identycznymi kompletami przyrządów pokładowych do lotów bez widoczności oraz w niezbędne urządzenia do obsługi w locie instalacji pokładowych. Osłona kabiny wykonana ze szkła organicznego składa się z trzech części. Część przednia, tzw. wiatrochron, zamocowana jest nleruchomo do kadłuba i zaopatrzona w szyby płaskie dla uniknięcia zniekształceń obrazu. Rama wiatrochronu, wykonana z grubej rury stalowej, stanowi jednocześnie zabezpieczenie na wypadek katastrozy (przewrócenie się samolotu na plecy). Dwie pozostałe części osłony kabiny są ruchome i mogą przesunąć się do tyłu osobno lub razem po specjalnych pro-

wadnicach, co umożliwia wsiadanie i wysiadanie z kabiny. W przypadku konieczności szybkiego opuszczenia samolotu (w razie awarii) obie ruchome części kabiny można odrzucić za pomocą specjalnego urządzenia zrzuca awaryjnego. Osłona kabiny zastosowana na Biesie zapewnia załogę bardzo dobrą widoczność. Wsiadanie do kabiny może odbywać się z obu stron i jest ułatwione przez wysuwany stopień i uchwyty umieszczone w bocznych ścianach kadłuba.

Usterzenie pionowe samolotu składa się ze statecznika pionowego, konstrukcji blaszanej, półskorupowej, połączonego na stałe z kadłubem i steru kierunku. Ster ma konstrukcję zbliżoną do kłap i lotek, tzn. złożoną z rurowego dźwigara, blaszanych żeber i listwy spływu oraz płóciennego pokrycia. Oś obrotu steru jest cofnięta od noska, przez co uzyskano tzw. wyważenie aerodynamiczne, zmniejszające siły potrzebne do sterowania.

Usterzenie poziome również dzieli się na statecznik i ster. Statecznik poziomy zamocowany do statecznika pionowego, w sposób umożliwiający ustawienie go pod właściwym kątem, ma konstrukcję półskorupową, podobną do konstrukcji skrzydła z zastosowaniem podziału technologicznego w płaszczynie cięciwy. Ster wysokości złożony z dwóch połówek ma konstrukcję identyczną, jak ster kierunku i podobne wyważenie aerodynamiczne. Lewa połówka steru wysokości wyposażona jest w trw. klapkę wyważającą, przestawianą z kabiny.

Sterowanie samolotem składa się ze sterownic znajdujących się w kabinie oraz systemu cięgien łączących sterownice ze sterami i lotkami. Sterownice są zdwojowe, co oznacza, że sterowanie może odbywać się zarówno z jednej, jak i z drugiej kabiny. Sterownice ręczne wykonane są w postaci drążków sterowych, zakończonych u góry kształtowymi uchwytami. Uchwyty wyposażone są w przyciski broni pokładowej i przyciski radiostacji, a także ręczne dźwignie hamowania kół. Drążki zamocowane są do poprzecznych rur skrętnych, ułożonych w osi podłogowej. Rury te przenoszą podłuzne ruhe drążka na ciego blegące po lewej burcie kadłuba do steru wysokości. Poprzeczne ruhe drążka za pomocą popychaczy przeosą na układ cięgieł sterujących lotkami. Do sterowania kierunku służą pedały. Przednie i tylne pedały są połączone ze sobą po każdej stronie podłużną belką poruszającą się w rolkowych prowadnicach. Belki lewe i prawe sprężnięte są orczykiem, tak że poruszają się jedna w przód, a druga w tył i na odwrót. Jedna z belek połączona jest układem cięgien ze sterem kierunku. Pedały mogą być mocowane do belek w kilku punktach, co pozwala dostosować ich położenie do długości og pilota. Wszystkie cięgna sterowania samolotem są wykonane jako popychacze z rur duralowych, zawieszonych na elektronowych wieszakach. Jest to więc sterowanie typu sztywne.

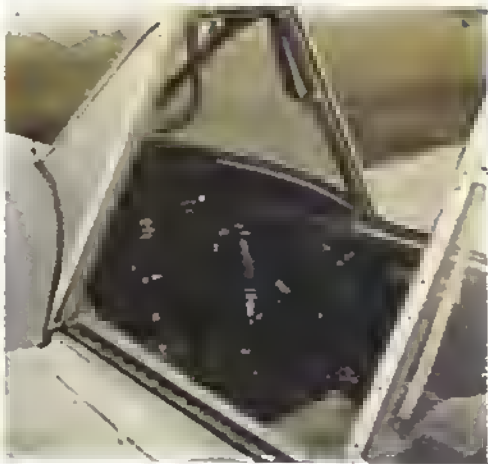
Podwozie samolotu składa się z zespołu podwozia przedniego i dwóch symetrycznych zespołów podwozia głównego. Podwozie przednie wyposażone jest w koło balonowe, o wymiarach 400 X 150 mm, na płacie elektronowej, ułożyskowane w spawany widelcu stalowym, którego tuleja może obracać się w osiadzie, tak że koło może ustawiać się w dowolnym kierunku (360°). Drugi koniec osady zamocowany jest do półwollnośnej amortyzowanej gołeni podpartej u góry systemem zastrzałów, z których jeden, łamany, blokuje podwozie w stanie otwartym. Górna osada gołeni (odlew elektronowy) ułożyskowana jest w kratowym wsporniku na pierwszej wręce kadłuba i może chować się do tyłu w komorę w podkadłubowej części kadłuba. Chowanie i wypuszczanie podwozia odbywa się za pomocą dźwigni-



Kabina przednia (lewa strona) (fot. J. Amerski)

ka pneumatycznego (na sprężone powietrze). Chowanie zaczyna się przełamaniem zastrzału, a wypuszczenie podwozia kończy jego zablokowaniem. Włosec koła przedniego wyposażony jest w tłumik hydrauliczny typu tłokowego. Tłumik centruje koło w płaszczyźnie symetrii, ale umożliwia jego wychylenie w obie strony, a nawet od tyłu, pod warunkiem, że odbywa się to stosunkowo wolno. Natomiast szybkie ruchy, np. tzw. drganie „shimmy”, są skutecznie tłumione. Podwozie główne (każda połówka) wyposażone jest w koło, o wymiarach 500×150 mm, osadzone na osi zamocowanej do dolnej części półwojnowośnej, amortyzowanej gołeni. Górna część gołeni połączona jest ze stożkową tuleją ułożyskowaną w dźwigarze i przedniej ścianie kesonu skrzydła środkowego, w pobliżu żebra nr 4, tak że może wychylać się do kadłuba i chować w spływowej części skrzydła. Chowanie i wypuszczanie podwozia głównego odbywa się za pomocą dźwignika pneumatycznego i łamanego zastrzału blokującego, podobnie jak to ma miejsce na podwoziu przednim. Czynności chowania i wypuszczania podwozia można dokonywać z dowolnego miejsca z kabiny za pomocą umieszczonych tam pneumatycznych zaworów — rozdzielaczy. Oba położenia podwozia (schowane i wypuszczone) sygnalizowane są w kabinach przez sygnaty świetlne (zielone — wypuszczone i zablokowane, czerwone — schowane), osobne dla

Kabina przednia (prawa strona) (fot. J. Amerski)



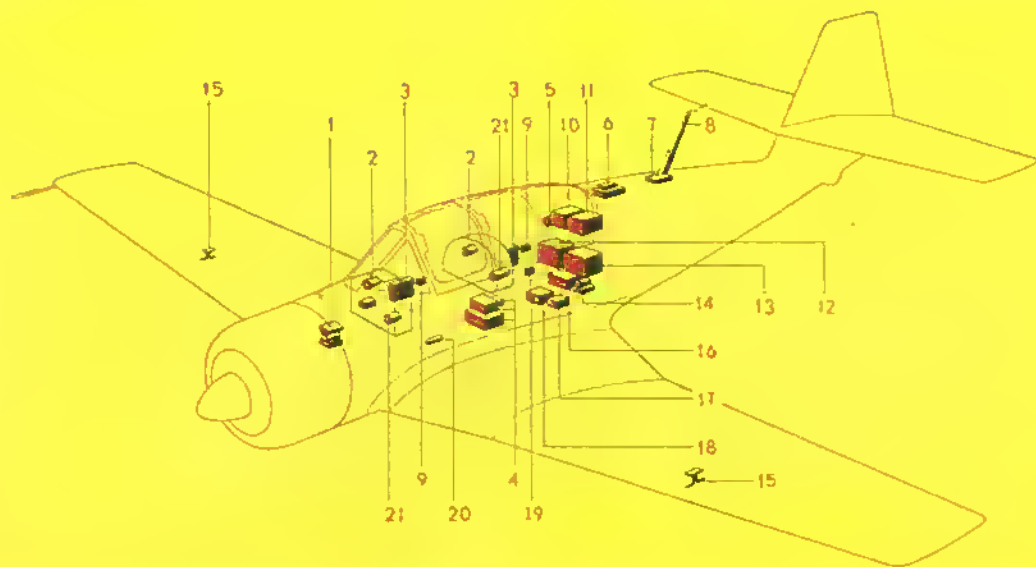
każdego koła. Wszystkie gołenie amortyzowane są typu olejowo-powietrzne, tzn. zrównoważenie siły uderzenia o ziemię uzyskuje się przez sprężenie powietrza w komorze amortyzatora, a pochłanianie energii uderzenia następuje wskutek przetłoczenia specjalnej cieczy (oleju) przez niewielkie, silnie tłumiące otworki. Koła główne podwozia wyposażone są w hamulce cierne, pneumatyczne, typu dętkowego. Przy naciśnięciu dźwigni ręcznej na drążku sterowym, następuje dopływ sprężonego powietrza do dętki hamulca. Dętka dociska kłocki cierne do bębna związanego z piastą koła, powodując hamowanie. Do sterowania służą pneumatyczny mechanizm różnicowy, połączony z pedałem sterowania nożnego. Wychylenie pedału powoduje „odpuszczenie” hamulca na przeciwnym kole i zakręt samolotu w kierunku wyciągniętej nogi.

Zespół napędowy samolotu składa się z silnika WN-3 i śmigła WR-1. Silnik WN-3 jest tłokowym, chłodzonym powietrzem silnikiem siedmiocylindrowym o układzie gwiazdowym i o mocy 330 KM. Konstrukctorem silnika jest doc. inż. Wiktor Narkiewicz z Instytutu Lotnictwa.



Zespół usterzenia samolotu TS-8 Bies (fot. J. Amerski)

Silnik zamocowany jest do samolotu za pośrednictwem łoża spawanego z rur stalowych i gumowych amortyzatorów specjalnej konstrukcji. Silnik odgradzony jest od konstrukcji kadłuba przegrodą ogniową, wykonaną z żaroodpornej blachy stalowej. Pierścieniowa osłona silnika typu NACA składa się z dwóch, łatwo zdejmowanych części. Na wlocie do silnika znajduje się wielosegmentowa, regulowana zastawka (tzw. „żaluzja”), której przymknięcie pozwala uniknąć przechłodzenia silnika w czasie zmniejszania wysokości lotu bez „gazu”. Rozruch silnika odbywa się za pomocą sprężonego powietrza. Silnik napędza ciągnące dwułopatowe śmigło typu WR-1 o średnicy 2,2 m. Jest to śmigło przestawialne o stałych obrotach, ustalanych automatycznie przez regulator odśrodkowy. Łopaty śmigła WR-1 wykonane są z drewna metodą klejenia cienkich warstw ułożonych pod różnymi kątami. Piastrę śmigła osłonięta jest opływowym, łatwo zdejmowanym kołpakiem. Do sterowania silnika służą dźwignie przepustnicy (tzw. dźwignie „gazu”) oraz dźwignie regulatora obrotów, znajdujące się w obu kabinach pod lewą burtą. Ponadto w kabinie znaj-



Rozmieszczenie wyposażenia radiowo-nawigacyjnego:

1 — przetwornica radiokompasu ARK-5, 2 — wskaźnik ARK-5, 3 — pulpit sterowania ARK-5, 4 — bloki ARK-5, 5 — osuszacz ARK-5, 6 — antena ramowa ARK-5, 7 — filtr anteny, 8 — antena młeczowa ARK-5/R-800, 9 — tabliczka abonenta telefonu pokładowego SPU, 10 — wzmacniacz SPU, 11 — przetwornik, 12 — blok odbiorczy radiostacji R-800, 13 — blok nadawczy radiostacji R-800, 14 — przetwornica, 15 — antena radiowysokościomierza RW-2, 16 — blok nadawczo-odbiorczy RW-2, 17 — filtr sieciowy, 18 — blok odbiorczy MRP-48P, 19 — dzwonek MRP-48P, 20 — antena MRP-48P, 21 — przetwornica zasilająca

dają się inne manipulatory obsługi silnika, jak dźwignie poprawki wysokości, dźwignie podgrzewania gaźnika, dźwignie kranu paliwa itp.

Instalacja paliwowa służy do zasilania silnika w paliwo. Składa się ona z trzech zbiorników, spawanych ze stopu aluminium, umieszczonych pod podłogą kabiny — dwa w przodzie, jeden w tyle, z lewej strony. Lewy, przedni zbiornik uważany jest za główny, gdyż w nim umieszczony jest nadajnik paliwomierza wskazującego zawartość paliwa we wszystkich zbiornikach (łącznie 240 litrów). Również napełnianie zbiorników odbywa się zwykle przez wlew głównego zbiornika, jakkolwiek pozostałe zbiorniki wyposażone są także we własne wlewy. Wszystkie trzy zbiorniki połączone są przewodami ze zbiorniczkiem kolektorowym, który zbudowany jest za przednim lewym (głównym) zbiornikiem i stanowi najniższy punkt instalacji. Zbiorniczek kolektorowy wyposażony jest w filtr i korek spustowy. Pełni on jednocześnie rolę odstożnika. Paliwo pobierane jest do silnika ze zbiornika kolektorowego poprzez zawór zwrotny. Zasadniczo przepływ paliwa do silnika następuje w wyniku ssania wywołanego pompą silnikową. W przypadku jej awarii można użyć ręcznej pompy awaryjnej, która zabudowana jest w komorze głównego zbiornika i napędzana dźwigniami znajdującymi się w obu kabinach. Pompa tłoczy paliwo do gaźnika membranowego, który dostarcza silnikowi mieszankę, niezależnie od położenia samolotu. Zbiorniki paliwa są połączone przewodami odpowietrzenia, co zapewnia równomierne opróżnienie zbiorników. Do podania pierwszej porcji paliwa

w czasie rozruchu silnika służy pompa zastrykowa, która pobiera paliwo ze zbiorniczka kolektorowego i wtłacza je do kolektora ssącego silnika.

Instalacja olejowa służy do smarowania silnika w czasie pracy. Składa się ze zbiornika o pojemności 22 litrów, umieszczonego w komorze silnika przed przegrodą ogniolową, pompy olejowej napędzanej przez silnik oraz chłodnicy oleju w postaci spirali ze zwiniętego przewodu metalowego, umieszczonego przed cylindrami silnika. Gorący olej z silnika przepływa przez chłodnicę, a następnie dostaje się do zbiornika, gdzie ulega dalszemu ochłodzeniu i odplenieniu. Ze zbiornika olej pobierany jest ponownie do obiegu chłodzącego silnika. Zbiornik wyposażony jest we wlew oleju, miernik poziomu (prętowy) oraz zawór opróżniający.

Instalacja pneumatyczna (sprężonego powietrza) służy do uruchamiania kłap, chowania i wypuszczenia podwozia, hamowania kół i rozruchu silnika. Powietrze pod ciśnieniem roboczym 50 kg/cm² przechowywane jest w kuli, stycznych, spawanych zasobnikach, głównym o pojemności 12 litrów i awaryjnym — 3-litrowym. Do uzupełnienia powietrza w instalacji służy sprężarka tłokowa AK-50, zabudowana na silniku. Oba zasobniki oraz filtr sieci, odolwicz i zawór bezpieczeństwa zabudowane są w prawej tylnej komorze podpodłogowej. Do wychylania kłap służy trzypiętłociowy dźwignik umieszczony w kadłubie za tylną ścianą komory podpodłogowej. Umożliwia on wychylenie kłap w położenie startowe lub w położenie

ładowania oraz powrót do położenia zamkniętego. Do chowania i wypuszczania podwozia służą trzy oddzielne dźwigniki, umieszczone bezpośrednio przy goleniach. Chowanie i wypuszczanie podwozia oraz wychylanie klap w położenie „do lądowania” może być w przypadku braku ciśnienia w sieci głównej dokonane również awaryjnie. Hamowanie kół odbywa się za pomocą reduktora (uruchamianego ręczną dźwignią na drążku sterowym), przez który powietrze o ciśnieniu ok. 12 atm dostaje się do detek hamulcowych w kołach. Do rozruchu silnika służy urządzenie rozruchowe (rozdzielacz) na silniku, do którego doprowadza się sprężone powietrze przez odkręcenie odpowiedniego zaworu w kabine.

Instalacja elektryczna służy do zasilania instalacji rozruchowej silnika, urządzeń radionawigacyjnych, przyrządów pokładowych, w tym zwłaszcza przyrządów żyroskopowych, oświetlenia kabiny, świateł sygnalizacyjnych w kabinie i na zewnątrz samolotu, świateł pozycyjnych i reflektora do lądowania. Instalacja wykonana jest jako jednoprzewodowa, tzn. minusowy przewód stanowi metalowa masa samolotu. Do zasilania instalacji służy prądnicą prądu stałego GSK-1500 o mocy 1,5 kW, zabudowana na silniku. Gdy silnik nie pracuje, zasilanie odbywa się z akumulatora pokładowego 12A20 o pojemności 30 Ah lub też z akumulatorów lotniskowych. Napięcie robocze 28 V regulowane jest regulatorem napięcia RK-1500. Instalacja wyposażona jest ponadto w filtr zakłóceń SF-1500. Ponadto przyrządy żyroskopowe (sztuczny horyzont AGI, zakrętomierz oraz zdalna busola żyromagnetyczna DGMK-3) muszą być zasilane trójfazowym prądem zmiennym, w skład instalacji wchodzi dwie przetwornice wrotowe PAG-1F i PAG-1FP, zasilane prądem stałym, który przetwarzają na prąd zmienny. Podobna przetwornica typu MA-250M służy do zasilania prądem zmiennym radiostacji i radiokompasu.

Instalacja radiowo-nawigacyjna. Najbogatsze wyposażenie radiowe mają samoloty wersji TS-5 BIII. W skład instalacji wchodzi następujące urządzenia:

— Ultrakrótkofalowa radiostacja nadawczo-odbiorcza typu R-300, czterokanałowa, pracująca w paśmie częstotliwości 100–150 MHz. Zasi-

lanie prądem zmiennym 115 V, 400 Hz z przetwornicy MA-250M. Zasięg radiostacji wynosi 120–350 km, zależnie od wysokości lotu. Antena umieszczona jest na tylnej części kadłuba.

— Automatyczny radiokompas typu ARK-5 o ciągłej zmianie częstotliwości od 150–1300 KHz. Radiokompas służy do prowadzenia samolotu wg radiostacji naziemnych lub radiolaterni. Umożliwia również obliczenie miejsca położenia samolotu, określenie kątów wznoszenia i wektorów wiatru. Zasięg radiokompasu wynosi 180 km. Zasilanie prądem zmiennym 115 V, 400 Hz z przetwornicy MA-250M. Radiokompas wyposażony jest w obrotową antenę ramową, umieszczoną w grzbiecie kadłuba za kabiną.

— Telefon pokładowy SPU-2 z hełmofonami i laryngofonami, służący do porozumiewania się członków załogi (ucznia i instruktora) między sobą. Włączenie telefonu pokładowego odbywa się przez naciśnięcie przycisku na drążku sterowym.

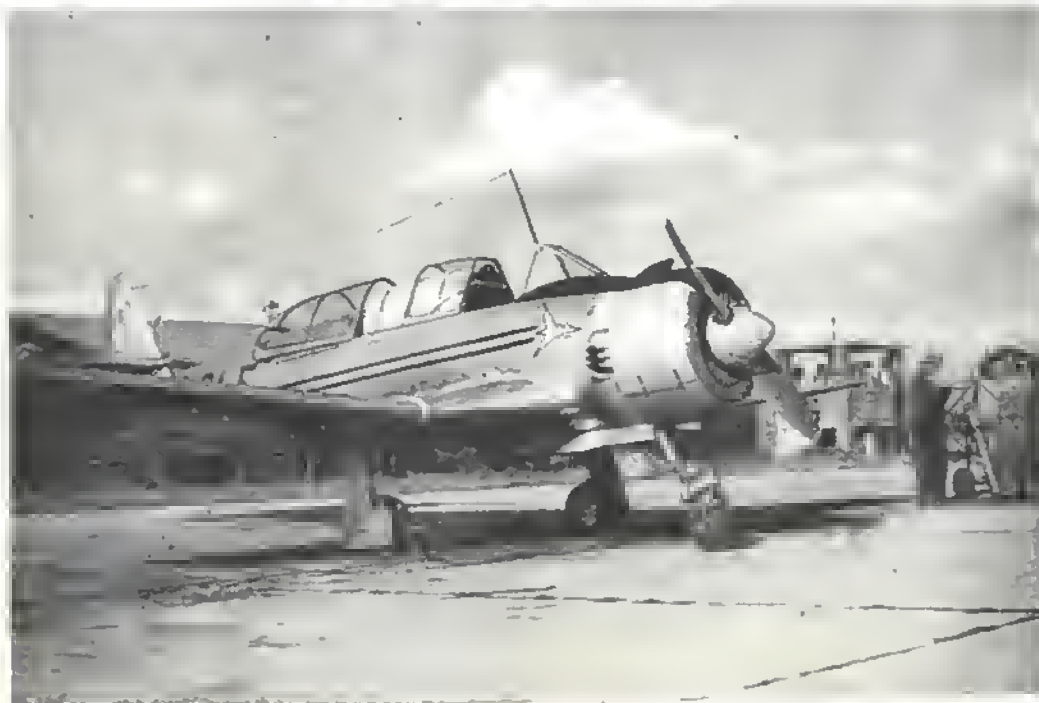
— Radiowysokościomierz typu RW-2 pracujący na zasadzie radioecha i służący do dokładnego pomiaru rzeczywistej wysokości lotu nad powierzchnią ziemi. Zakres działania 0–12 000 m. Radiowysokościomierz wyposażony jest w dwie anteny dipolowe, nadawczą i odbiorczą.

— Sygnalizator radiolaterni MRP-48 służący do sygnalizacji przelotu nad radiolaternią lotniskową, co przy braku widoczności pozwala pilotowi na określenie położenia samolotu względem pasa lądowania.

Poprzednie wersje Biesu miały mniej bogate, mniej nowoczesne wyposażenie. Tak np. prototypy i wersja BI miały radiostację krótkofalową RSJ-6K z anteną linkową i radiopółkompas RPKO-10M.

Uzbrojenie. Prototypy samolotu były wyposażone w uzbrojenie ćwiczebne, składające się z najmniejszego (wielkokalibrowego) karabinu maszynowego UBK — 12,7 mm, fotokarabinu, celownika żyroskopowego oraz dwóch wyrzutników bomb do 50 kg. Karabin maszynowy umieszczony był w prawym skrzydle środkowym z prawej strony. Był on zamontowany na spawanej, stalowej lawecie w sposób przesuwany, umożliwiający odrzut broni. Oporopo-

Pierwszy prototyp SP-GLF w wersji rekordowej z dodatkowym zbiornikiem paliwa w kabinie





Drugi prototyp w wersji „paryskiej” ze śmigłem Hamilton Standard i dodatkowym zbiornikiem paliwa pod lewym skrzydłem

wrotnik wykonany był w postaci sprężyny pierścieniowej. Skrzynka amunicyjna mieściła się w skrzydle doczepnym, za dwigarem. Fotokarabin umieszczony był w komorze reflektora, w lewym nosku skrzydła środkowego. Celownik znajdował się nad przednią tablicą przyrządów pokładowych w kabinie ucznia. Do ustawienia danych celu służyła obrotowa ręczka dźwigni gazu, połączona z celownikiem przewodami Bowdena. Wyrzutniki bomb umieszczone były pod skrzydłami doczeplnymi, tuż obok załamania. Pozwalały one na podwieszenie bomb o ciężarze do 50 kg. Przycisk spustu karabinu maszynowego i fotokarabinu oraz przycisk zrzuca bomb umieszczone były na uchwycie drążka sterowego. W samolotach seryjnych wersji BII i BIII ze względu na ciężar wyposażenia radiowo-nawigacyjnego uzbrojenia nie montowano. Jedynie niektóre samoloty wyposażone były w celownik i fotokarabin dla treningu w pozorowanym strzelaniu.

DANE

TECHNICZNE

Wymiary: rozpiętość 10,5 m, długość 8,55 m, wysokość 3 m, powierzchnia nośna płata 19,1 m², wydłużenie 5,8, rozpiętość usterzenia wysokości 4,22 m, rozstaw kół głównych 2,35 m. Wymiary kół: główne 500 x 150, przednie 400 x 150 mm.

Ciężary: własny (samolotu wyposażonego) 1292 kg, w locie 1672 kg, współczynnik obciążenia +6, -3.

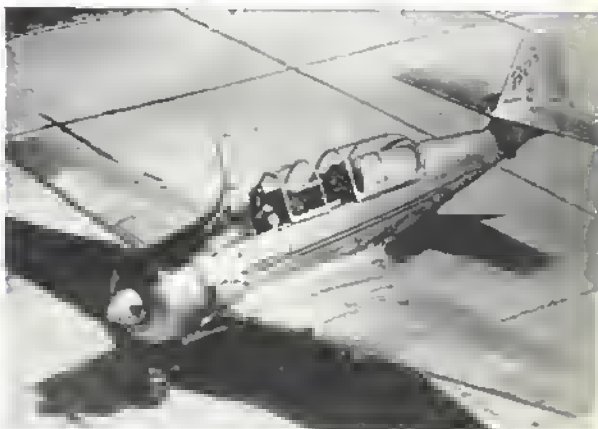
Osiągi (Q = 1672 kg): prędkość maksymalna (H = 0) 315 km/h, prędkość maksymalna (H = 1000 m) 310 km/h, prędkość dopuszczalna przy wysuniętych klapach 180 km/h, prędkość minimalna bez

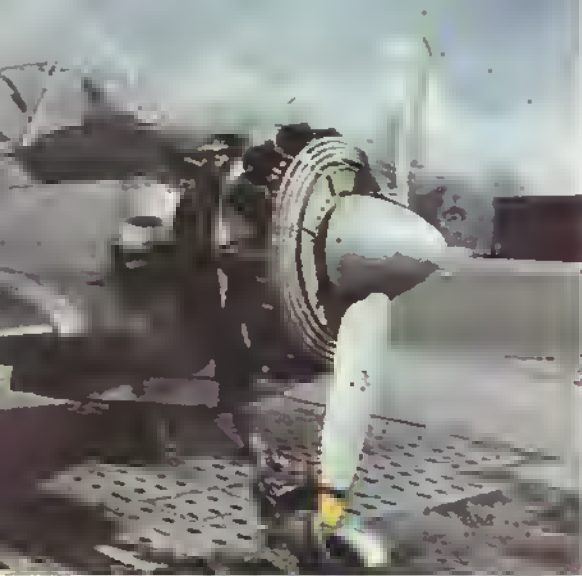
BARWA

SAMOŁOTU

Wszystkie samoloty TS-8 Bies miały pokrycie z blachy duralowej, zabezpieczone antykorozyjnie przez tzw. anodowanie bezbarwne, cechowała je więc naturalna srebrzysta barwa metalu. Części opłótnione (stery, lotki, klapy) malowane były na srebrno. Prototypy miały na przedniej części kadłuba malowany emblemat Instytutu Lotnictwa, biały z czarną obwódką; za nim wzdłuż kadłuba dwa czarne pasy. Również górna część osłony silnika i kadłuba przed wlotochronem malowana była na czarno matowym lakierem przeciwodblaskowym. Drugi prototyp (paryski) miał wzdłuż kadłuba szeroki ciemnoniebieski pas z białymi obwódkami, na osłonie silnika emblemat I. Lot., ale bez liter IL. Na usterzeniu znajdował się również niebieski pas z białymi obwódkami i białym napisem Bies. Znaki rejestracyjne malowane na czarno. Samoloty seryjne miały białoczerwone szachownice na dolnych powierzchniach skrzydeł, na bokach kadłuba i na usterzeniu pionowym. Górna część osłony silnika i kadłuba przed wlotochronem malowano na czarno lub szaro, niż niż na prototypach. Numery seryjne były czerwone.

Drugi prototyp w czasie prób (pierwsza wersja malowania)





Odślonięty silnik z żaluzją i chłodnicą oleju (fot. J. Amerski)

klap 115 km/h, prędkość minimalna przy wysuniętych klapach 90 km/h, prędkość optymalnego wznoszenia 195 km/h, prędkość wznoszenia max ($H = 0$) 6 m/s, czas osiągnięcia 1000 m — 3,2 min, pułap 5900 m, zasięg ($H = 1000$) 620 km, czas trwania lotu 2h 33 min, rozbieg 360 m, długość startu do wys. 15 m — 680 m, długość lądowania z wys. 15 m — 630 m, dobieg 290 m, prędkość przyziemienia 115 km/h, zużycie paliwa ($V = 240$ km/h, $H = 1000$ m) 63 l/h.

Dane silnika WN-3: średnica cylindra 135 mm, skok tłoka 134 mm, całkowita pojemność skokowa 13,42 litra, stopień sprężania 6,2, kierunek obrotów prawy.

Moc: bojowa 330 KM, startowa 315 KM, nominalna 283 KM, przelotowa 235 KM, przy obrotach odpowiednio 2500, 2350, 2250, 2100 obr/min.

DOTYCHCZAS UKAZAŁY SIĘ:

1. Czołg średni T-34, 2. Kontrtorpedowiec „Burza”, 3. Samolot myśliwski PZL P-24, 4. Rakieła „Wostok”, 5. Samolot bombowy PZL-37 „Łoś”, 6. Niszczyciel „Błyskawica”, 7. Wyrzutnia raketowa „Katiusza”, 8. Działo pancerne 5U-85, 9. Transporter opancerzony „SKOT”, 10. Samolot szturmowy Il-2, 11. Ręczny karabin moszynowy DP, 12. Czołg pływający PT-76, 13. Samolot TS-11 „Iskra”, 14. Pistolet maszynowy PM-63, 15. Czołg średni T-54, 16. Okręt podwodny „Orzeł”, 17. Samolot myśliwski „MiG-15”, 18. Pociąg pancerny „Danuta”, 19. Samolot PZL-23 „Karaś”, 20. Mina kontatkowa wz. 08/39, 21. Polski czołg lekki TTP, 22. Samolot myśliwski PZL P-11, 23. Samolot transportowy AN-12, 24. Opancerzony samochód rozpoznawczy 8RDM, 25. Samolot myśliwski „Jak 9”, 26. Okręt szkolny „Iskra”, 27. Mały okręt raketowy, 28. Kuter pościgowy „8atory”.

W PRZYGOTOWANIU:

Pistolet P-64, Samolot wielozadaniowy Po-2, Śmigłowiec Mi-1, Ciężki czołg IS, Samolot szturmowy Il-10, Torpeda kalibru 533 mm, Odrzutowy samolot bombowy Il-28, Samolot bombowy Pe-2, Samolot bombowy Tu-2.

Barwy samolotów TS-8 Bies (od góry): pierwszy prototyp P-1, pierwszy prototyp-wariant rekordowy, drugi prototyp „paryski”, samolot seryjny, samolot seryjny ze znakami cywilnymi, samolot seryjny w barwach lotnictwa Indonezji

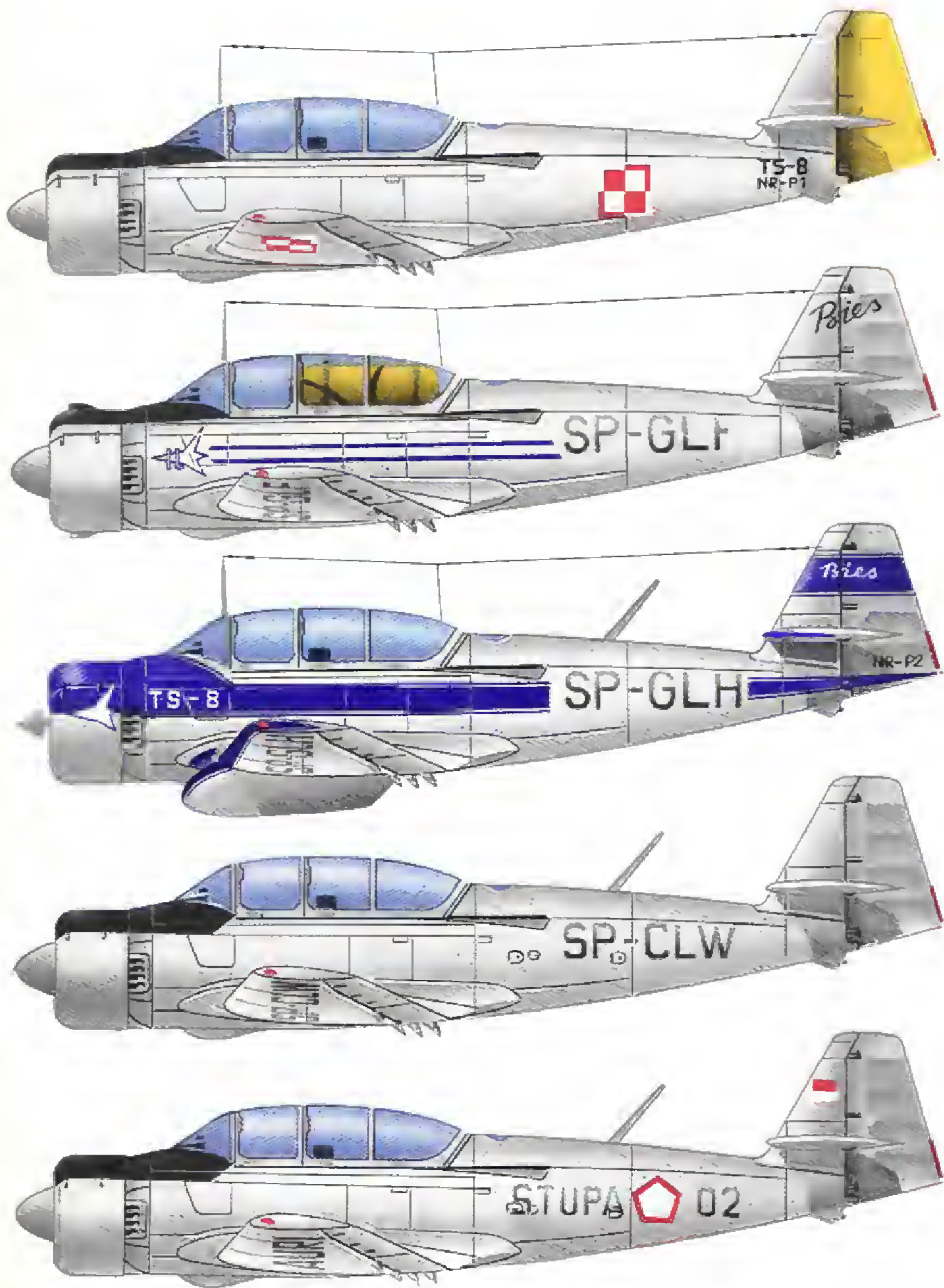
Pięć tysięcy trzysta dziewięćdziesiąt siódma publikacja
Wydawnictwa MON

Printed in Poland

Wydawnictwo Ministerstwa Obrony Narodowej. Warszawa 1974. Wydanie I

Nakład 30 000+339 egz. Objętość 2,88 ark. wyd., 1,25 ark. druk. Papier offsetowy III kl. 100 g, format 70×100/16 z Zakładów Celulozowo-Papierniczych im. J. Marchlewskiego we Włocławku. Oddano do składu we wrześniu 1973 r. Druk ukończono w kwietniu 1974 r. Wojskowe Zakłady Graficzne w Warszawie, Zam. nr 2458 z dnia 30.X.73. Cena zł 7.- W-105

Do nabycia w kioskach Ruchu i księgarniach Domu Książki



Barwy samolotów TS-8 Bies (od góry): pierwszy prototyp P-1, pierwszy prototyp-wariant rekordowy, drugi prototyp „paryski”, samolot seryjny, samolot seryjny ze znakami cywilnymi, samolot seryjny w barwach lotnictwa Indonezji

Przekrój samolotu TS-8 Bies:

1 — silnik WN-3, 2 — regulowana zastonka silnika, 3 — śmigło przestawialne WR-1, 4 — nadajnik przedświatłomierza, 5 — wlotochron, 6 — przednia osłona kabiny, 7 — wyposażenie radiowe, 8 — tylna osłona kabiny, 9 — antena radiokompasu ARK-5, 10 — maszt anteny radiostacji R-800, 11 — statecznik pionowy, 12 — ster kierunku, 13 — klapa wyważająca, 14 — ster wysokości, 15 — statecznik poziomy, 16 — skrzydło ogonowe, 17 — dźwignia sterowania, 18 — chowany stopień, 19 — klapy, 20 — skrzydło doczepne, 21 — lotka, 22 — światło pozycyjne, 23 — dźwignia napędu lotki, 24 — napęd kłap, 25 — koło podwozia głównego, 26 — połączenie skrzydła doczepnego ze skrzydłem środkowym, 27 — reflektor, 28 — skrzydło środkowe (centropłat), 29 — końcówka doprowadzania powietrza, 30 — kołko podwozia przedniego

